

# 一种轻型直升机复合材料主承力管梁的强度分析与试验验证

陈 静

(中国直升机设计研究所,景德镇 333001)

**[摘要]** 根据某型直升机平尾主承力管梁的结构特点和受力特性,研制了一种全复合材料平尾主承力管梁结构。通过理论计算进行可行性分析,并采用 MSC.Patran/Nastran 建立了管梁有限元分析模型,根据实际载荷及约束条件进行了静强度分析,给出了结构应变与位移结果;同时设计了强度试验方案,对管梁结构进行静强度试验验证。结果表明:全复合材料主承力管梁结构满足强度设计要求,与金属材料相比,减轻了 17.6% 的结构重量,充分体现了复合材料管梁结构优良的整体性能和承载能力,为复合材料应用于直升机主承力结构提供了依据。

**关键词:** 轻型复合材料管梁;直升机;主承力结构;减重;整体共固化技术

## Strength Analysis and Test Verification of A Light Composite Main Bearing Beam in Helicopter Structure

CHEN Jing

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**[ABSTRACT]** According to the structural characteristics and mechanical characteristics of the main bearing beam of a certain type of helicopter, a full composite material main bearing beam structure has been developed. Feasibility analysis was carried out by theoretical calculation, the FEM analysis model of pipe beam was established by MSC.Patran/Nastran and the static strength analysis was carried out according to actual load and restraint condition. The results of structural strain and displacement were obtained and the strength test scheme was also designed. The static strength test of the pipe beam structure was carried out and the result shows that, the main bearing beam structure of composite material meets the requirement of strength design. Compared with the original metal material, the tubular composite material reduced the weight by 17.6%, which fully reflects the overall performance of tubular composite material has better bearing capacity and application, promotes the analysis and practical application of tubular composite material.

**Keywords:** Light composite beam; Helicopter; Load-bearing structure; Reduce weight; Overall co-curing technology

**DOI:**10.16080/j.issn1671-833x.2018.08.076

随着复合材料制造技术的进步,复合材料整体设计/成型技术也获得了快速发展和广泛应用。复合材料因其优良的综合性能,质量轻、耐疲劳性能优异、比强度和比刚度高、耐腐蚀性能好,在航空航天领域的应用越来越广泛<sup>[1-2]</sup>。在管状复合材料的力学性能、损伤扩展及破坏形式等方面,国内外学者做了大量的研究工作<sup>[3-9]</sup>,这些研究结论充分体现了管状复合材料在拉伸、压缩、扭转及弯曲等力学性能上的优势,具有更好的整体性能和承载能力。目前,管状复合材料在航空结构方面的应用远没有得到应有的发挥,但是发展潜力巨大。

某型直升机平尾管梁为平尾与垂尾的连接结构,

不仅承担平尾的气动载荷,还要承担机身连接载荷,属于机体结构中关键的受力部件。平尾管梁原为金属材料,其结构截面形状为圆形柱体,非常适合采用管状复合材料的工艺方法制造。基于管状复合材料优良的力学特性,本文将轻型管状复合材料开创性地运用到直升机平尾管梁结构上,并采用有限元分析方法及试验进行验证,成功实现了管状复合材料替代金属结构在主承力结构上的应用,同时减轻了 17.6% 结构重量。这充分体现了管状复合材料抗拉压、弯曲及扭转等复合载荷的能力,同时也开拓了复合材料在直升机主承力结构上的应用范围,为复合材料应用于直升机主承力结构提供了依

据,对管状复合材料的分析及应用起到了推动性作用。

## 1 强度设计及分析

图1所示为平尾管梁在某型直升机结构上的安装形式。图2为金属平尾管梁示意图。从中可见,1处与斜梁连接,约束 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 及 $y$ 向的转动自由度 $R_y$ ;2处与平尾加强肋连接,约束 $x$ 、 $z$ ;3处与撑杆连接,约束撑杆点 $x$ 、 $y$ 、 $z$ 。根据其受载特性,平尾管梁同时受弯曲、拉压及扭转组合作用。

刚性是指材料抵抗弹性变形的能力,弹性模量 $E$ 是判定材料刚性的重要指标。刚度是指构件抵抗弹性变形的能力,可分为截面刚度 $T_j$ 和构件刚度 $T$ :纯拉或纯压的截面刚度 $T_j$ 是 $E$ 与工件横截面积 $A$ 的乘积;弯曲截面刚度为 $K$ , $I$ 为截面对中性轴的惯性矩;构件弯曲刚度 $T$ 表示构件抵抗弹性弯曲变形的能力,它不仅与截面刚度 $K$ 有关,而且与构件跨度有关。

圆管截面如图3所示。对于外径为 $r_{gb}$ 和内径为 $r_{ga}$ 的圆管,可以得到横截面对 $z$ 轴的惯性矩 $I_{gz}$ :

$$I_{gz} = \frac{\pi(r_{gb}^4 - r_{ga}^4)}{4} \quad (1)$$

对于长度为 $L$ 的构件而言,构件在弯矩 $M$ 作用下的弯曲变形,圆管的弯曲截面刚度 $T_{gj}$ 和构件刚度 $T_g$ 分别为:

$$T_{gj} = \frac{E\pi(r_{gb}^4 - r_{ga}^4)}{4} \quad (2)$$

$$T_g = \frac{E\pi(r_{gb}^4 - r_{ga}^4)}{4L} \quad (3)$$

设材料的密度为 $d$ ,则圆管单位长度的质量为 $\pi(r_{gb}^2 - r_{ga}^2)d$ ,将其除以公式(3),可得到圆管单位长度质量的截面刚度 $T_{gm}$ :

$$T_{gm} = \frac{(r_{gb}^2 + r_{ga}^2)E}{4d} \quad (4)$$

对于相同圆管截面,截面刚度与圆管的弹性模量及密度的比值 $k$ 有关。

某型机平尾管梁金属材料弹性模量 $E_1=196\text{GPa}$ ,密度 $d_1=7.75\text{g/cm}^3$ 。某复材单向布碳纤维材料层压板等效弹性模量 $E_2=74\text{GPa}^{[10-11]}$ ,层压板密度 $d_2=2.46\text{g/cm}^3$ 。则相同内外径的圆管截面积下,金属材料的比值 $k_1$ 小于复合材料的比值 $k_2$ ,说明在相同圆管截面积信息下,单位长度质量下的复合材料的弯曲截面刚度要高于金属材料。

而管状复合材料在受扭转的情况下,扭转试件随着扭转角的不断增大,环向纬纱会因基体与纱线的相互作用而在圆管径向产生不同程度的位移,所以扭转角的增大会在管的径向形成褶皱。但是圆管复合材料试件不具有自由边界,所以其具有更好的整体性能和

承载能力<sup>[5]</sup>。

复合材料整体共固化技术<sup>[12]</sup>是进一步降低机体结构重量、减少连接、提高结构完整性,同时保证载荷传递连续的一种先进的整体设计和工艺技术。结合理论计算结果,综合考虑平尾管梁的结构形式、受载特性、重量等因素,最终确定复合材料管梁采用在原金属结构(图2)的基础上将管梁及管梁卡箍结构一体化的设计,端部采用金属与复合材料整体共固化设计,如图4所示。

采用有限元软件 MSC.Patran 及 MSC.Nastran 对金属结构及复合材料结构进行数值仿真分析,在相同的载荷及约束条件下,得到两种材料结构的对比结果,如表1所示。可知,在相同载荷作用下,复合材料管梁在满足强度刚度要求的情况下,相对金属结构减重达17.6%。

## 2 试验验证

根据实际连接形式及载荷情况,对管状复合材料进行静力强度试验。

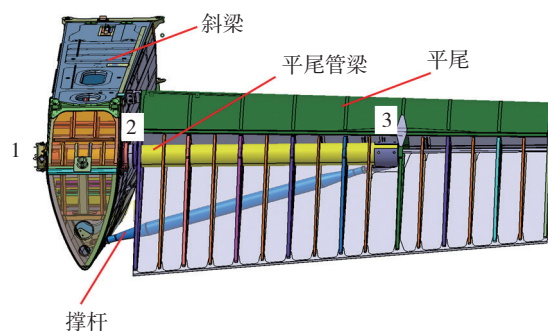


图1 平尾管梁安装示意图

Fig.1 Installation schematic diagram of horizontal stabilizer bearing beam

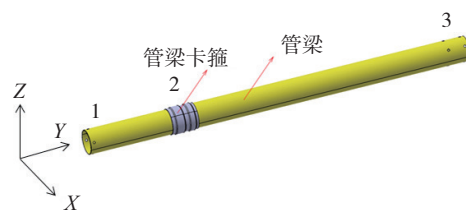


图2 金属平尾管梁示意图

Fig.2 Schematic diagram of full metal material bearing beam

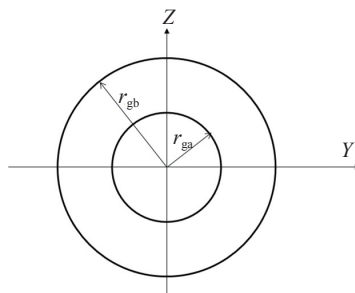


图3 圆管截面示意图

Fig.3 Schematic diagram of bearing beam section

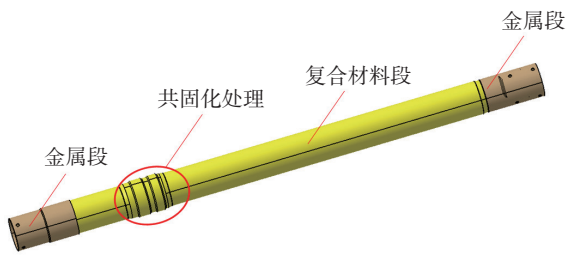


图4 复合材料平尾管梁示意图  
Fig.4 Schematic diagram of full composite material bearing beam

表1 金属与复合材料结构对比

参数	金属结构	复合材料结构
材料	30CrMnSiA	5224/U-3160/37
质量 / kg	8.387	6.911
最小安全裕度 /%	447	310
最大位移 / mm	9.77	8.87

### 2.1 试验方法

该试验的加载安装如图5所示,将管梁试验件一端固定在试验台架上,把中间卡箍一体化结构处固定在试验台架上,另一端通过连接加载接头进行集中力加载。加载时采用分级加载的方法,按照10%设计载荷逐级加载至67%设计载荷,保载3s后再按照5%设计载荷逐级加载100%,每级记录应变和位移,其中设计载荷包括 $F_x$ (产生弯矩)、 $F_y$ (产生轴向载荷)、 $F_z$ (产生弯矩)及 $M_x$ (扭转)。根据有限元计算结果得到试验件受载严重部位,确定试验件应变片贴片监测位置,其中试验件贴片如图6所示,监测点位置如图7所示。

### 2.2 测量结果和讨论

结合试验应变结果与有限元分析计算结果,选取部分测量点数据对比如图8所示。可见,在设计载荷以内,测量点应变均为线性增加,表明在设计载荷内,复合材料管梁的变形仍在线性阶段。有限元计算分析结果与试验结果趋势一致,且误差在10%以内,说明有限元计算结果合理可信。

## 3 结论

(1)通过理论分析,得出复合材料管梁替代金属结构的可行性,并且验证了复合材料整体共固化技术能有效降低机体结构重量、减少连接、提高结构完整性,同时保证载荷传递连续。

(2)应用有限元分析技术,得到了管梁的应变及变形分布情况,并对有限元分析结果进行了试验验证,结果表明应变趋势一致,说明了有限元模型的合理性。

(3)通过对比得到复合材料管梁在满足强度要求

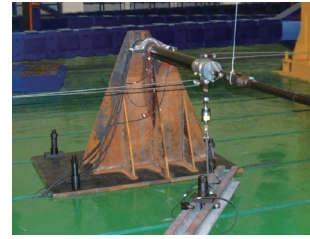


图5 试验加载安装图  
Fig.5 Loading diagram of static test

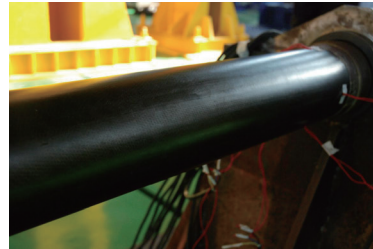


图6 试验件贴片示意图  
Fig.6 Diagram of test piece

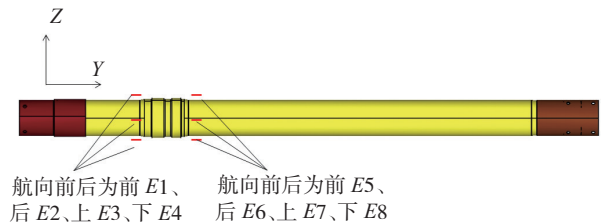


图7 试验应变片贴片位置  
Fig.7 Location of strain gauge

的条件下比金属结构减轻了17.6%的重量,提高了结构效率,为复合材料在直升机主承力管梁结构上的应用提供了依据。

### 参考文献

[1] 沈真,柴亚南,章怡宁,等. 复合材料飞机结构强度设计与验证要求评述[C]// 第三届中国航空科技研讨会论文集. 西安, 2005.  
SHEN Zhen, CHAI Ya'nan, ZHANG Yining, et al. Design and verification of composite aircraft structure strength[C]//Proceedings of the 3rd Global Chinese Aviation Science and Technology Symposium. Xi'an, 2005.

[2] 顾超,黄俊,杨凤田. 电动通用飞机复合材料结构设计及验证技术[J]. 航空制造技术, 2017, 60(13): 93-99.  
GU Chao, HUANG Jun, YANG Fengtian. Structure design and test technology of electric general aircraft with composite materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017, 60(13): 93-99.

[3] HUFENBACH W, BLAZEJEWSKI W, KROLL L, et al. Manufacture and multiaxial test of composite tube specimens with braided glass fiber reinforcement[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2005, 162-163: 65-70.

[4] YAN L, CHOUW N, JAYARAMAN K. Lateral crushing of empty and polyurethane-foam filled natural flax fabric reinforced epoxy

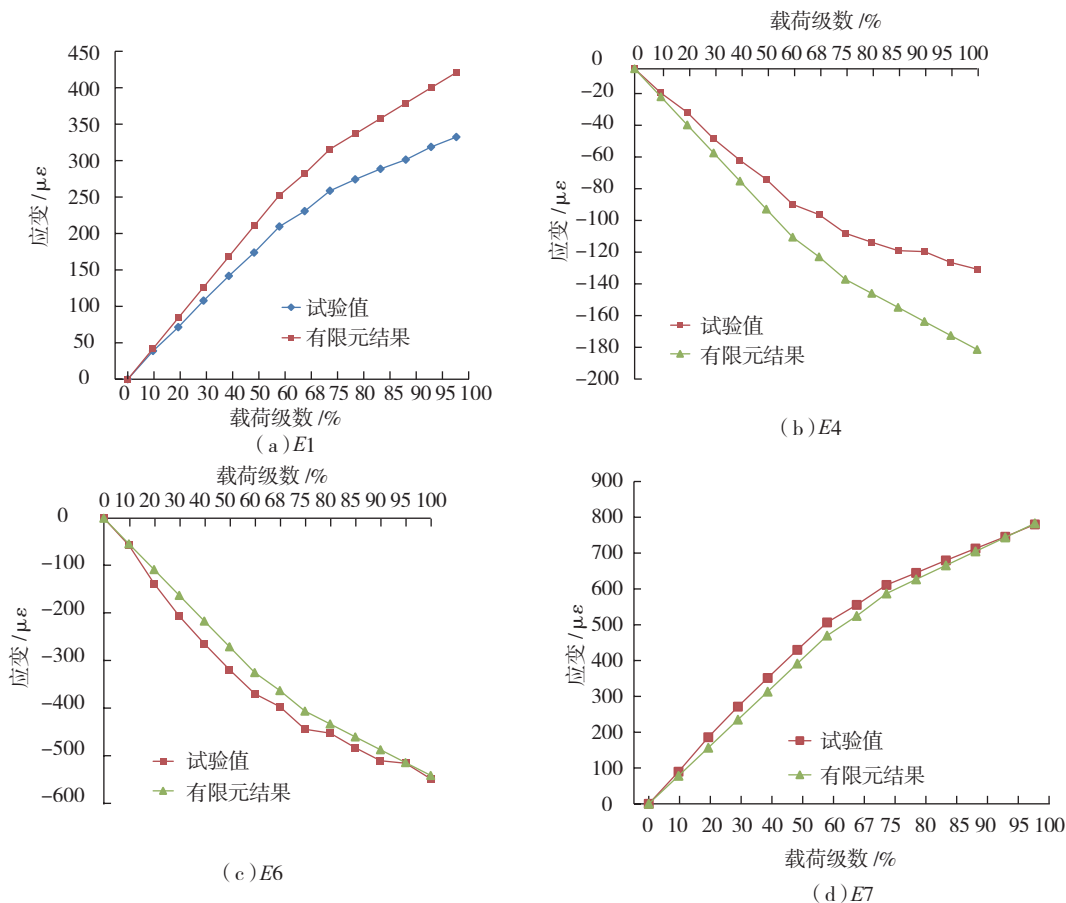


图8 4个测试点数据对比图

Fig.8 Compared graph of strain of 4 test points

composite tubes[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 63: 15–26.

[5] LAI C L, LIU C, WANG J B. Composite grid cylinder vs. composite tube: comparison based on compression test, torsion test and bending test[C]//Proceedings of the 37th International MATADOR Conference. Berlin: Springer, 2012: 11–14.

[6] 刘佳. 三维机织回转体复合材料的细观结构及力学分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.

LIU Jia. The micro structure and mechanical properties of 3D woven rotation composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.

[7] 易洪雷, 周祝林, 吴妙生. 复合材料圆管弯曲强度研究[J]. 玻璃钢, 2008(2): 1–10.

YI Honglei, ZHOU Zhulin, WU Miaosheng. Study on bending strength of fiber-reinforced composite circular tube[J]. Fiber Reinforced Plastics, 2008(2): 1–10

[8] 杜刚, 曾竟成, 肖加余, 等. 复合材料圆管端部加强对其轴压性能影响的实验分析[J]. 材料科学与工程学报, 2007, 25(3): 457–459.

DU Gang, ZENG Jingcheng, XIAO Jiayu, et al. Experimental study on the effects of end-strengthening on the axial compressive properties of composite tubes[J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2007, 25(3): 457–459.

[9] 闫光, 韩小进, 阎楚良, 等. 复合材料圆柱壳轴压屈曲性能

分析[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 781–787.

YAN Guang, HAN Xiaojin, YAN Chuliang, et al. Buckling analysis of composite cylindrical shell under axial compression load[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 781–787.

[10] 文献民, 王本利, 马兴瑞. 复合材料圆管构件等效模量的计算方法[J]. 复合材料学报, 1999, 16(2): 135–139.

WEN Xianmin, WANG Benli, MA Xingrui. On the effective modulus of composite tubulus element[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 1999, 16(2): 135–139.

[11] 姜鲁珍, 文献民, 马兴瑞, 等. 复合材料圆管构件的等效模型研究[J]. 工程力学, 2000, 17(3): 127–132.

JIANG Luzhen, WEN Xianmin, MA Xingrui, et al. On the equivalent model of composite tubular element[J]. Engineering Mechanics, 2000, 17(3): 127–132.

[12] 邢福君, 陈域广, 卞吉庆, 等. 直升机复合材料整体共固化结构研究和应用[C]//第22届全国直升机年会论文集. 保定, 2006.

XING Fujun, CHEN Yuguang, BIAN Jiqing, et al. Research & application of composite to helicopter integral co-cure structure[C]//Proceedings of the 22nd National Helicopter Conference. Baoding, 2006.

通讯作者: 陈静, 硕士、工程师, 研究方向为直升机强度设计、复合材料强度分析, E-mail: sal18505108@avic.com.

(责编 逸飞)